

19



OFICINA ESPAÑOLA DE
PATENTES Y MARCAS

ESPAÑA



11 Número de publicación: **2 643 041**

51 Int. Cl.:

F02C 3/14 (2006.01)

F02K 7/08 (2006.01)

F23R 7/00 (2006.01)

12

TRADUCCIÓN DE PATENTE EUROPEA

T3

96 Fecha de presentación y número de la solicitud europea: **09.05.2012 E 12290159 (8)**

97 Fecha y número de publicación de la concesión europea: **19.07.2017 EP 2525062**

54 Título: **Turbomáquina con cámara de detonación y vehículo volador provisto de tal turbomáquina**

30 Prioridad:

16.05.2011 FR 1101483

45 Fecha de publicación y mención en BOPI de la traducción de la patente:

21.11.2017

73 Titular/es:

**MBDA FRANCE (100.0%)
1, avenue Réaumur
92350 Le Plessis-Robinson , FR**

72 Inventor/es:

**FALEMPIN, FRANÇOISE y
LE NAOUR, BRUNO**

74 Agente/Representante:

ELZABURU, S.L.P

ES 2 643 041 T3

Aviso: En el plazo de nueve meses a contar desde la fecha de publicación en el Boletín Europeo de Patentes, de la mención de concesión de la patente europea, cualquier persona podrá oponerse ante la Oficina Europea de Patentes a la patente concedida. La oposición deberá formularse por escrito y estar motivada; sólo se considerará como formulada una vez que se haya realizado el pago de la tasa de oposición (art. 99.1 del Convenio sobre Concesión de Patentes Europeas).

DESCRIPCIÓN

Turbomáquina con cámara de detonación y vehículo volador provisto de tal turbomáquina.

La presente invención se refiere a una turbomáquina con cámara de detonación, así como a un vehículo volador, en particular un avión, que está provisto de tal turbomáquina.

5 Más concretamente, la presente invención está referida a todo tipo de turbomáquina, tal como un turborreactor, un turbohélice, un turbogenerador o una turbina de gas, que usualmente incluye al menos, en el sentido de flujo de los gases, un compresor, una cámara de combustión con aptitud para generar un flujo de gases calientes a partir de una mezcla de aire proveniente de un flujo de aire captado y de un combustible, y una turbina que gira arrastrada por este flujo de gases calientes y que arrastra dicho compresor.

10 Así, una turbomáquina recupera, por mediación de la turbina, energía calorífica de los gases procedentes de la combustión realizada en la cámara de combustión, con el propósito de arrastrar el compresor, así como unos accesorios que son necesarios para el correcto funcionamiento de la máquina (bombas, reguladores,...).

Usualmente, esta cámara de combustión que está destinada a generar un flujo de gases calientes es, generalmente, una cámara de combustión a presión constante.

15 Es conocido, por lo demás:

- por el documento GB 1069217, un motor que comprende una cámara de combustión anular que permite generar una producción continua de gases calientes a partir de una mezcla detonante de combustible y de aire;
- por el documento US 2010/0050592, un motor de onda de detonación continua;

20 - por el documento US 2009/0193786, un sistema y un método para generar una detonación continua en una turbina de gas; y

- por el documento WO 2011/037597, un sistema y un método de combustión, que especialmente comprende una cámara de combustión anular que genera una onda de detonación continua.

25 La presente invención tiene por objeto perfeccionar una turbomáquina de este tipo, especialmente con el fin de aumentar su rendimiento.

30 Para este fin, de acuerdo con la invención, dicha turbomáquina del tipo de las que incluyen al menos, en el sentido de flujo de los gases, un compresor, una cámara que comprende medios con aptitud para generar gases calientes a partir de una mezcla de aire proveniente de un flujo de aire captado y de un combustible, y una turbina que gira arrastrada por dichos gases calientes y que arrastra dicho compresor, incluyendo dicha cámara un motor de onda de detonación continua, provisto de una cámara de detonación anular y de medios asociados (sistema de inyección, medios de cebado) que permiten generar una producción continua de gases calientes a partir de una mezcla detonante de combustible y de aire, estableciéndose dicho motor de onda de detonación continua en orden a formar, a partir de dicho flujo de aire captado, un primer flujo, que penetra en dicha cámara de detonación y que es utilizado por dicho motor, y un segundo flujo que la circunda,

35 es destacable por el hecho de que dicha turbomáquina incluye, además, medios auxiliares para mezclar los gases calientes procedentes de la cámara de detonación con dicho segundo flujo de aire antes de dirigirlos hacia la turbina, y por el hecho de que el sistema de inyección inyecta el combustible separadamente del aire y de manera directa en la cámara de detonación.

40 De este modo, de acuerdo con la presente invención, se sustituye, en una turbomáquina (turborreactor, turbohélice, turbina de gas, turbogenerador), la usual cámara de combustión a presión constante por un motor de onda de detonación continua, que se concreta a continuación. Además, de acuerdo con la invención, se desvía una parte del aire fresco captado (aire entrante) alrededor de la cámara de detonación, con el fin de hacer funcionar esta última a niveles de riqueza suficientes para asegurar un funcionamiento estable y una óptima eficiencia termodinámica. Seguidamente, se mezcla este aire desviado (o derivado) con los gases calientes procedentes de la cámara de detonación, en orden a limitar la temperatura de los gases que van a arrastrar la turbina. A tal efecto, se ha previsto preferentemente un sistema eyector/mezclador que permite la dilución de los gases calientes salientes de la cámara de detonación y que confiere, al aire fresco derivado, una parte de su cantidad de movimiento, con el fin de obtener, en una distancia relativamente corta, una mezcla de gases que presenta una temperatura compatible con la durabilidad de la turbina.

50 Usualmente, un motor de onda de detonación continua, de tipo CDWE («Continuous Detonation Wave Engine» en inglés), comprende una cámara anular en la que se genera una producción continua de gases calientes procedentes de ondas de detonación autosustentadas, según se concreta a continuación. Se obtiene así, al igual que para una cámara de combustión a presión constante, un generador de gases calientes que constituyen, nada más salir de la cámara de detonación, un flujo supersónico cuyas características son relativamente uniformes.

En cambio, desde el punto de vista del ciclo termodinámico, la detonación conforme a la presente invención presenta potencialmente un rendimiento del 15 al 25 % superior al de una combustión a presión constante. Además, con respecto a una cámara de combustión a presión constante de tipo motor de detonación pulsada (PDE), no se tiene que tratar el problema del intensísimo entorno vibratorio generado, a priori, por tal motor de detonación pulsada. En efecto, en el caso del motor CDWE, el flujo en su salida es relativamente uniforme (aunque supersónico) y no genera bajas frecuencias catastróficas para el ruido y el entorno que experimenta el resto (equipo, pasajeros) del vehículo equipado con la turbomáquina.

La sustitución conforme a la invención de una cámara de combustión usual a presión constante por un motor de tipo CDWE provisto de una cámara de detonación permite, especialmente, obtener las siguientes ventajas, según se concreta seguidamente:

- a causa de una menor necesidad de relación de compresión –a priori, dos a tres veces menos a iguales prestaciones– la posibilidad de simplificar y reducir las etapas de compresor y, por tanto, de la turbina, y reducir así los costes de desarrollo y de producción, al tiempo que se reduce la masa; y
- para una complejidad y prestaciones equivalentes del o de los compresores (y, por tanto, de la o las turbinas), a causa de la mejor eficiencia del ciclo termodinámico, la posibilidad de reducir sensiblemente el consumo de combustible (15 al 20 %) y, con ello, las emisiones de CO₂. Se notará también que la expansión casi instantánea de los gases calientes detrás de la onda de detonación permite, pese a muy elevadas temperaturas máximas alcanzadas, no producir prácticamente óxidos de nitrógeno (NO_x).

En una forma particular de realización, dicha turbomáquina puede incluir, además:

- un primer compresor adicional que se establece aguas abajo de dicho compresor, en orden a comprimir dicho segundo flujo de aire; y/o
- un segundo compresor adicional que se establece aguas abajo de dicho compresor y aguas arriba de dicha cámara de detonación, en orden a comprimir dicho primer flujo de aire antes de que penetre en esta última.

Esta forma particular de realización permite especialmente asegurar más fácilmente el desacoplo entre el compresor y la cámara de detonación de la turbomáquina, en particular para evitar una ascensión de las ondas de detonación o de ondas de compresión hasta el compresor.

Por otro lado, de manera ventajosa, dicha turbomáquina puede incluir una pluralidad de cámaras de detonación anulares, tales como la antedicha, que se establecen de manera concéntrica. Esto permite crear unas óptimas condiciones de funcionamiento en un amplio margen de riqueza de conjunto alimentando con combustible un número más o menos grande de estas cámaras concéntricas y, por tanto, limitar el choque de arranque repartiendo en el tiempo el encendido de cada cámara.

Adicionalmente, la turbomáquina puede comprender, ventajosamente, al menos un circuito de refrigeración de dicha cámara de detonación por el que puede circular combustible antes de su inyección en esta última. Preferentemente, dicho circuito de refrigeración discurre a lo largo de al menos una pared lateral de dicha cámara de detonación, en al menos una parte de su longitud.

De este modo, se puede refrigerar la cámara de detonación con el concurso de una parte o de la totalidad del combustible antes de inyectarlo en dicha cámara. Esto permite asegurar la resistencia térmica de la cámara de detonación, al propio tiempo que se vaporiza al menos una parte del combustible que ha de inyectarse en el transcurso de su circulación por dicho circuito. Una inyección directa del combustible prevaporizado garantiza la iniciación y la estabilidad de la detonación de la mezcla detonante combustible-aire. Asimismo, se previenen problemas relacionados con los retardos de evaporación de las gotas de combustibles y de reacción química.

La presente invención se puede aplicar en todo tipo de turbomáquina: turborreactor, turbohélice, turbogenerador, turbina de gas. Además, puede ser llevada a la práctica:

- en una turbomáquina usual del tipo de flujo simple, que comprende un flujo único. En este caso, dicho motor de onda de detonación continua se establece en orden a actuar sobre dicho flujo único; o
- en una máquina usual del tipo de doble flujo, que comprende un flujo primario y un flujo secundario. En este caso, dicho motor CDWE se establece en orden a actuar sobre dicho flujo primario.

Asimismo, la presente invención se refiere a un vehículo volador, en particular un avión, que está provisto de al menos una turbomáquina tal como la antedicha.

Adicionalmente, la presente invención se refiere a un sistema de generación de energía que está instalado en tierra, y que está dotado de al menos una turbomáquina de este tipo.

Mediante la figura única del adjunto dibujo se comprenderá perfectamente el modo en que se puede realizar la invención. Esta única figura es una vista esquemática parcial en sección de una turbomáquina definida de manera

general, en la que se aplica la presente invención.

La turbomáquina 1 representada esquemática y parcialmente en la figura presenta un eje 2 y usualmente comprende, en el sentido de flujo 12 de los gases, aguas abajo de una entrada de aire (no representada), cuyo flujo de aire captado se ilustra mediante una flecha E:

- 5 - uno o varios compresores 3 usuales;
- una cámara 4 con aptitud para generar gases calientes a partir de una mezcla de aire proveniente de dicho flujo de aire captado E y de un combustible usual;
- una o varias turbinas usuales 5 que giran arrastradas por dichos gases calientes y que arrastran dicho o dichos compresores 3, así como unos accesorios usuales (no representados) que son necesarios para el
- 10 correcto funcionamiento de la turbomáquina 1 (bombas reguladores,...); y
- medios 13 (tobera) que permiten el escape de los gases, según se ilustra mediante una flecha G.

No se prolongará la descripción, a continuación, de todos estos elementos que son bien conocidos y que usualmente pueden realizarse de diferentes maneras. Esta presentación general permite mostrar que la presente invención se puede aplicar en cualquier tipo de turbomáquina 1 que presente las anteriores características generales. Se puede aplicar, especialmente, en un turborreactor, en un turbohélice, en una turbina de gas o en un turbogenerador.

Se hace notar que, en la presente descripción, las nociones de aguas arriba y aguas abajo están definidas con relación al sentido de flujo 12 de los gases.

De acuerdo con la invención, con el propósito de perfeccionar dicha turbomáquina 1:

- 20 - dicha cámara 4 está provista de un motor de onda de detonación continua 6 de tipo CDWE ("Continuous Detonation Wave Engine" en inglés). Este motor 6 comprende, en especial, una cámara de detonación anular 7 que se establece de manera concéntrica con relación al eje 2, así como medios asociados 8 y 9 (concretados a continuación) necesarios para su funcionamiento, y tiene aptitud para generar una producción continua de gases calientes a partir de una mezcla detonante de combustible y de aire;
- 25 - dicho motor de onda de detonación continua 6 se establece dentro de dicha cámara 4 aguas abajo de dicho compresor 3, en orden a utilizar una parte del flujo de aire captado E. Más concretamente, esta disposición permite formar, a partir de dicho flujo de aire captado E:
 - un primer flujo de aire F1 que penetra en dicha cámara de detonación 7 y que es utilizado por dicho motor 6 para formar gases calientes (flujo F3); y
 - 30 • un segundo flujo de aire F2 que circunda dicha cámara de detonación 7; y
- dicha turbomáquina 1 incluye, además, un sistema eyector/mezclador 10 (no representado específicamente) para mezclar los gases calientes (flujo F3) procedentes de la cámara de detonación 7 con dicho segundo flujo de aire F2 antes de dirigir esta mezcla hacia la turbina 5 para arrastrarla.

De este modo, la presente invención prevé sustituir, en una turbomáquina 1 (turborreactor, turboeje, turbina de gas, turbogenerador), el usual generador de gases calientes, a saber, una cámara de combustión a presión constante, por un motor CDWE 6 del tipo de onda de detonación continua.

Usualmente, tal motor CDWE 6 comprende una cámara anular 7 en la que se genera una producción continua de gases calientes procedentes de ondas de detonación autosustentadas. En un motor 6 de este tipo, un sistema de inyección 8 inyecta combustible de manera permanente en la cámara anular 7. Este combustible se mezcla con el

40 aire fresco de dicho flujo F1 para formar una mezcla detonante. Entonces, se ceba en esta mezcla detonante una onda de detonación con el concurso de medios de cebado 9 usuales (puente explosivo con filamento metálico, tubo de predetonación...). Esta onda se propaga de manera circunferencial por la mezcla detonante fresca, en tanto que los gases calientes que produce se expansionan en el resto de la cámara anular 7. Puesto que la inyección de la mezcla detonante fresca es permanente, cuando la onda regresa a su punto de partida, halla nuevamente mezcla fresca y prosigue su movimiento circunferencial, el cual se hace, pues, continuo. En realidad, aguas abajo de la

45 onda de detonación, y después de la expansión inicial de los gases calientes, se desarrolla una capa de mezcla fresca que, por estar en contacto con los gases calientes y bajo ciertas condiciones, va a dar lugar a una nueva onda de detonación autoiniciada. Se obtiene así una cámara anular 7 en la que una serie de ondas de detonación circunferenciales que progresan a la frecuencia de varios kHz (hasta 30 kHz) produce gases calientes que se

50 expansionan hacia el extremo aguas abajo abierto 14 de la cámara 7.

De este modo, de acuerdo con la invención, se utiliza una parte F1 del aire fresco captado E en orden a hacer funcionar el motor 6 en niveles de riqueza suficientes para asegurar un funcionamiento estable y una óptima eficiencia termodinámica.

Además, el sistema eyector/mezclador 10 mezcla los gases calientes F3 procedentes de la cámara de detonación 7 con dicho segundo flujo F2 (de aire frío), en orden a limitar la temperatura de los gases (mezcla F2 y F3) que van a arrastrar la turbina 5. Este sistema eyector/mezclador 10 está determinado en orden a permitir la dilución de los gases calientes F3 salientes de la cámara de detonación 7 y a conferir, al aire fresco F2 derivado, una parte de su cantidad de movimiento, con el fin de obtener, en una distancia relativamente corta, una mezcla de gases que presenta una temperatura compatible con la durabilidad de la turbina 5. De este modo, estamos en condiciones de hacer funcionar la cámara de detonación 7 a una riqueza suficiente para obtener un funcionamiento estable y eficaz (con condiciones cercanas a las condiciones Chapman-Jouguet), al propio tiempo que se mantiene una temperatura suficientemente baja en la entrada de la turbina 5 para asegurar su resistencia térmica.

5 Merced al conjunto de las características anteriores, se obtiene, pues, al igual que para una cámara de combustión a presión constante, una generación continua de gases calientes que constituyen, nada más salir de la cámara de detonación 7, un flujo supersónico cuyas características son relativamente uniformes.

En cambio, desde el punto de vista del ciclo termodinámico, la detonación puesta en práctica por el motor 6 presenta potencialmente un rendimiento del 15 al 25 % superior al de una combustión a presión constante.

15 La sustitución conforme a la invención de una cámara de combustión usual a presión constante por un motor 6 de tipo CDWE provisto de una cámara de detonación 7 permite, especialmente, obtener las siguientes ventajas:

- a causa de una menor necesidad de relación de compresión –a priori, dos a tres veces menos a iguales prestaciones– la posibilidad de simplificar y reducir las etapas del compresor 3 y, por tanto, de la turbina 5, y reducir así los costes de desarrollo y de producción de la turbomáquina 1, al tiempo que se reduce su masa; y
- para una complejidad y prestaciones equivalentes del o de los compresores 3 (y, por tanto, de la o las turbinas 5), a causa de la mejor eficiencia del ciclo termodinámico, la posibilidad de reducir sensiblemente el consumo de combustible (15 al 20 %) y, con ello, las emisiones de CO₂. Se notará también que la expansión casi instantánea de los gases calientes detrás de la onda de detonación permite, pese a las muy elevadas temperaturas máximas alcanzadas, no producir prácticamente óxidos de nitrógeno (NO_x).

Por otro lado, el sistema de inyección 8 inyecta el usual combustible separadamente del aire (flujo F1). Por lo tanto, no se prevé inyección en premezcla, lo cual permite evitar todo riesgo de inflamación aguas arriba de la cámara de detonación 7. Adicionalmente, en el caso de un combustible almacenable tal como un hidrocarburo líquido, cabe igualmente prever un circuito regenerativo (no representado) que permita prevaporizar el combustible (antes de su inyección) y, así, obtener condiciones de mezcla y de detonación satisfactorias sin premezcla. Preferentemente, este circuito regenerativo (o de refrigeración), por el que circula combustible, discurre a lo largo de al menos una pared lateral de dicha cámara de detonación, en al menos una parte de su longitud.

Por otro lado, cabe igualmente prever un sistema de inyección de aire (que se materializa, por ejemplo, en forma de una rendija anular determinante de un canal de alimentación de aire) en la entrada de la cámara de detonación 7, que permita realizar un desacoplo entre esta cámara 7 y la parte aguas arriba.

En una forma particular de realización, dicha turbomáquina 1 incluye, además, al menos un compresor adicional 11 (o compresor de sobrealimentación) que se establece aguas abajo de dicho compresor 3 y aguas arriba de dicha cámara de detonación 7 (en el sentido de flujo 12), en orden a comprimir dicho flujo de aire F1 antes de que penetre en esta última.

Esta forma particular de realización permite especialmente asegurar más fácilmente el desacoplo entre el compresor 3 y la cámara de detonación 7, en particular para evitar una ascensión de las ondas de detonación o de ondas de compresión hasta el compresor 3.

Adicionalmente, dicha turbomáquina 1 puede incluir, además, al menos otro compresor de sobrealimentación o compresor adicional (no representado), que se establece en orden a actuar sobre dicho flujo de aire F2 que circunda la cámara de detonación 7.

Por otro lado, en otra forma de realización, dicha turbomáquina 1 puede comprender una pluralidad (dos o más) de motores 6 (tal como el antedicho) y, por tanto, una pluralidad de cámaras de detonación 7 que se establecen de manera concéntrica entre sí, con relación al eje 2. Esto permite, especialmente:

- crear unas óptimas condiciones de funcionamiento en un amplio margen de riquezas. Y es que, para una cámara de detonación 7 dada, es posible alcanzar muy buenas prestaciones dentro de un campo limitado de riqueza inyectada (velocidad de onda muy cercana a la velocidad Chapman-Jouguet en las condiciones en cuestión), pero, en general, con prestaciones muy reducidas para otras riquezas. Así pues, previendo varias cámaras de detonación 7 concéntricas, que ocasionalmente presenten características diferentes, se pueden obtener unas buenas prestaciones, en un amplio margen de riqueza de conjunto, alimentando con combustible un número más o menos grande de estas cámaras concéntricas 7; y

- limitar el choque de arranque repartiendo en el tiempo el encendido de cada cámara 7.

5 La presente invención se puede aplicar en todo tipo de turbomáquina 1. Así, se puede aplicar, según se representa en la figura, en una turbomáquina 1 del tipo de flujo simple, que comprende un único flujo de aire E. En este caso, dicho motor 6 y, por tanto, dicha cámara de detonación 7 se establecen en orden a actuar sobre dicho flujo único E, según se describe anteriormente.

10 Asimismo, la presente invención se puede aplicar en una turbomáquina usual del tipo de doble flujo, que comprende un flujo primario y un flujo secundario. En una turbomáquina de este tipo, el aire precomprimido no pasa íntegramente por el motor, sino que una parte (flujo frío o flujo primario) lo circunda por su periferia hasta la tobera donde es eyectado con los gases calientes (flujo caliente o flujo primario). En tal aplicación, dicho motor 6 y, por tanto, dicha cámara de detonación 7 se establecen en orden a actuar únicamente sobre dicho flujo primario.

REIVINDICACIONES

1. Turbomáquina del tipo de las que incluyen al menos, en el sentido de flujo (12) de los gases, un compresor (3), una cámara (4) que comprende medios con aptitud para generar gases calientes a partir de una mezcla de aire proveniente de un flujo de aire captado y de un combustible, y una turbina (5) que gira arrastrada por dichos gases calientes y que arrastra dicho compresor (3), incluyendo dicha cámara (4) un motor de onda de detonación continua (6), provisto de una cámara de detonación anular (7) y de medios asociados (8, 9) que permiten generar una producción continua de gases calientes a partir de una mezcla detonante de combustible y de aire, estableciéndose dicho motor de onda de detonación continua (6) en orden a formar, a partir de dicho flujo de aire captado (E), un primer flujo (F1), que penetra en dicha cámara de detonación (7) y que es utilizado por dicho motor (6), y un segundo flujo (F2) que la circunda,
- 5
- 10 caracterizada por que dicha turbomáquina (1) incluye, además, medios auxiliares (10) para mezclar los gases calientes (F3) procedentes de la cámara de detonación (7) con dicho segundo flujo de aire (F2) antes de dirigirlos hacia la turbina (5), y por que el sistema de inyección (8) inyecta el combustible separadamente del aire y de manera directa en la cámara de detonación (7).
- 15 2. Turbomáquina según la reivindicación 1,
- caracterizada por que dichos medios auxiliares (10) incluyen un sistema eyector/mezclador que permite la dilución de los gases calientes (F3) y la entrega, al aire fresco de dicho segundo flujo de aire (F2), de una parte de su cantidad de movimiento, con el fin de obtener una mezcla de gases que presenta una temperatura compatible con la durabilidad de la turbina (5).
- 20 3. Turbomáquina según una de las reivindicaciones 1 y 2,
- caracterizado por que incluye al menos un compresor adicional (11) que se establece aguas abajo de dicho compresor (3) y aguas arriba de dicha cámara de detonación (7), en orden a comprimir dicho primer flujo de aire (F1) antes de que penetre en esta última.
4. Turbomáquina según una de las reivindicaciones 1 a 3,
- 25 caracterizada por que incluye al menos un compresor adicional que se establece aguas abajo de dicho compresor (3) en orden a comprimir dicho segundo flujo de aire (F2).
5. Turbomáquina según una de las reivindicaciones 1 a 4,
- caracterizada por que incluye una pluralidad de motores (6), cuyas cámaras de detonación (7) se establecen de manera concéntrica.
- 30 6. Turbomáquina según una de las reivindicaciones 1 a 5,
- caracterizada por que incluye al menos un circuito de refrigeración de dicha cámara de detonación por el que circula combustible líquido, que permite prevaporizar el combustible antes de su inyección en la cámara de detonación.
7. Turbomáquina según la reivindicación 6,
- 35 caracterizada por que dicho circuito de refrigeración discurre a lo largo de al menos una pared lateral de dicha cámara de detonación, en al menos una parte de su longitud.
8. Turbomáquina según una de las reivindicaciones 1 a 7,
- caracterizada por que es del tipo de flujo simple, comprendiendo un único flujo (E), y por que dicho motor de onda de detonación continua (6) se establece en orden a actuar sobre dicho flujo único (E).
9. Turbomáquina según una de las reivindicaciones 1 a 7,
- 40 caracterizada por que es del tipo de doble flujo, comprendiendo un flujo primario y un flujo secundario, y por que dicho motor de onda de detonación continua (6) se establece en orden a actuar sobre dicho flujo primario.
10. Vehículo volador, en particular un avión,
- caracterizado por que está provisto de al menos una turbomáquina (1) tal como la especificada bajo una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.
- 45 11. Sistema de generación de energía,
- caracterizado por que está provisto de al menos una turbomáquina (1) tal como la especificada bajo una cualquiera de las reivindicaciones 1 a 9.

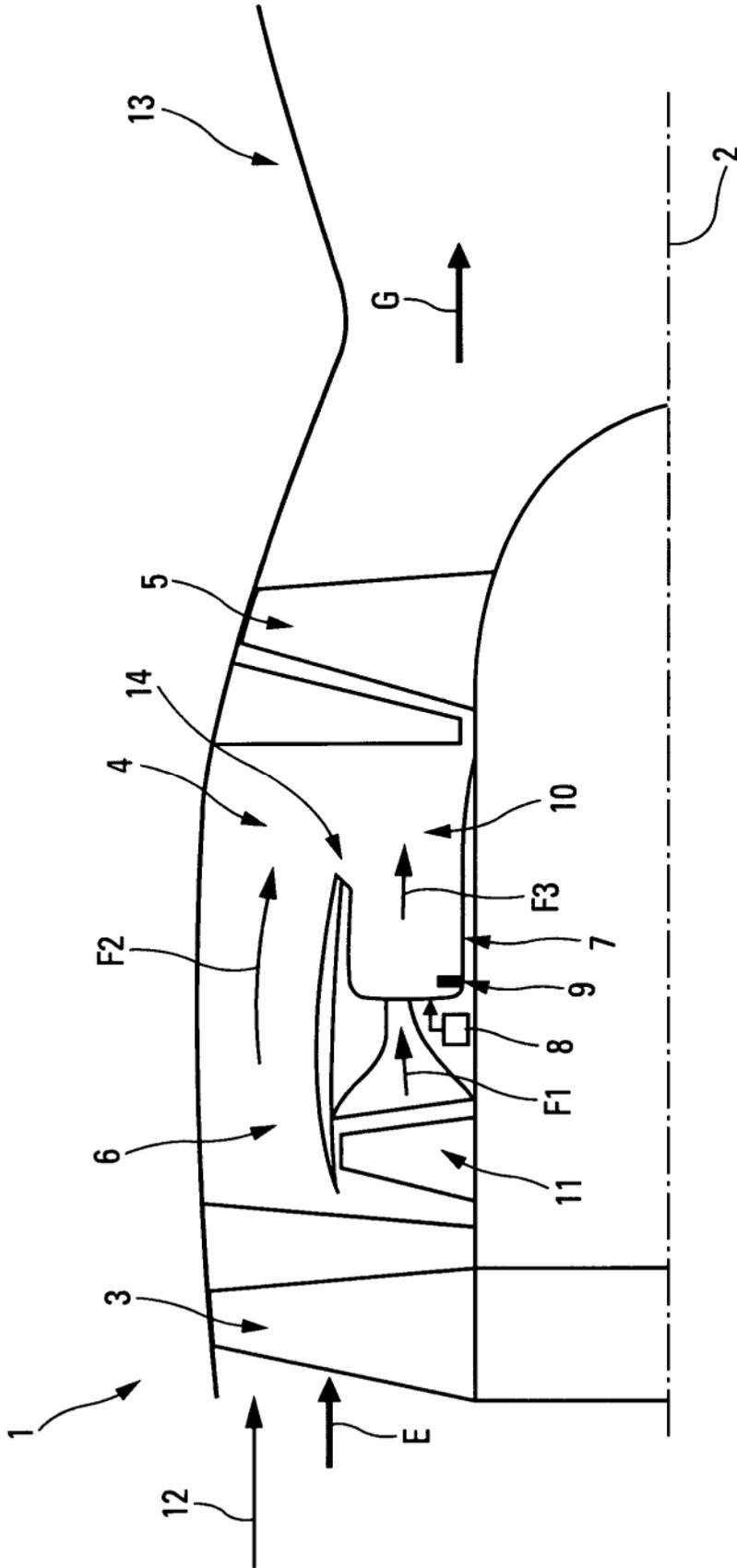


Fig. 1